

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

AIRCRAFT DESIGN AND SYSTEMS GROUP (AERO)

Einfacher Flügelentwurf optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand



Houssein Mahfouz

1. Examiner: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Examiner: Prof. Dr.-Ing. Martin Wagner

Präsentation der Masterarbeit
Online, 2023-30-10
https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2023-10-16.018



Kurzreferat

Zweck – Optimierung der Parameter des Flügels eines Strahlverkehrsflugzeuges mit Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf zur Flügelmasse und zum Luftwiderstand in einer Tabellenkalkulation (Excel) und mit deren Optimierer (Solver).

Methodik – Die Flügelmasse wird mit der Gleichung von Torenbeek (mit und ohne Flügelstrebe) und alternativ mit einer Gleichung aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH) berechnet. Der Luftwiderstand wird aufgeteilt in Nullwiderstand, Induzierten Widerstand und Wellenwiderstand. Die jeweiligen Methoden zur Berechnung dieser Einzelwiderstände werden den Vorlesungen von Scholz entnommen. Der Flugzeugentwurf wird vereinfacht ohne die vielen hierarchisch gegliederten Iterationen abgebildet. Stattdessen wird für diesen einfachen Flügelentwurf nur eine Iteration genutzt. Es werden Vorgehensweisen mit Schneeballfaktor (Mass Growth Factor), mit den 1. Hauptsatz des Flugzeugentwurfs und mit beiden Vorgehensweisen kombiniert untersucht. Minimiert wird einerseits der Widerstand (Kraftstoffverbrauch) und andererseits die Abflugmasse, die als Proxy der Direct Operating Costs (DOC) angesehen werden kann.

Ergebnisse – Der einfache Ansatz zum Multidisciplinary Design Optimization (MDO) wird als Tabellenkalkulation „Wing-MDO“ zur Verfügung gestellt. Im Vergleich mit dem vollständigen Flugzeugentwurfs- und –optimierungs-programm „Optimization in Preliminary Aircraft Design“ (OPerA) konnten die Ergebnisse aus dem einfacheren „Wing-MDO“ bestätigt oder darauf geeicht werden. Ein weiterer Vergleich ergab sich aus der Literaturrecherche. Für ein Flugzeug mit Parametern ähnlich dem Airbus A320 ergibt sich eine optimale Spannweite bei Minimierung des Widerstands von 42,52 m (-23,94 %) ohne Flügelstrebe und von 53,09 m (-24,50 %) mit Verwendung einer Flügelstrebe und bei Minimierung der Abflugmasse eine optimale Spannweite von 36,65 m (-8,76 %) bzw. von 44,20 m (-13,31 %). Die sich ergebenden Änderungen vom Widerstand bzw. von der Abflugmasse sind in Klammern angegeben.



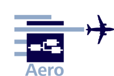


Kurzreferat

Bedeutung für die Praxis – Mit „Wing-MDO“ steht ein einfaches und benutzerfreundliches Werkzeug in Excel zur Optimierung von grundlegenden Flügelparametern zur Verfügung.

Soziale Bedeutung – Die Optimierung eines Flugzeugs beginnt klassischerweise am Flügel. Dies ist aktuell auch beim neuen Projekt Boeing X-66A zu sehen. Die vorliegende Arbeit dient zur Einordnung derartiger Vorschläge und zeigt, dass Flügel hoher Spannweite (und Streckung) den Kraftstoffverbrauch und damit die CO2-Emissionen und die Umweltwirkung deutlich senken können. Einfache Berechnungen dazu ermöglichen den öffentlichen Diskurs.

Originalität – Fachdisziplinen haben die Auswirkung ihrer Untersuchungen auf Flugzeugebene dargestellt, ohne dabei die Iterationen (Schneeballeffekte) des Flugzeugentwurfs zu berücksichtigen. Es konnte am Beispiel des Flügels aufgezeigt werden, wie Einzeleffekte zu Masse und Widerstand einfach aber korrekt auf die Flugzeugebene übertragen werden können.





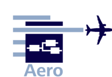
Motivation

- In der Welt der Flugzeugentwicklung wird in der Regel zuerst der Flügel optimiert.
- Zentrale Herausforderung: Flügeldesign zu finden, das sowohl das erforderliche Gewicht des Flugzeugs tragen kann als auch ausreichenden Auftrieb erzeugt.
  => Zwei eng miteinander verknüpfte Disziplinen: Aerodynamik und Struktur
- Finanzieller Aspekt steht im Vordergrund.
  => Einbindung der Ökonomie als dritte Disziplin
- Um diese Disziplinen miteinander zu integrieren, wird die Methode der Multidisziplinären Designoptimierung (MDO) eingesetzt. Traditionell werden dafür numerische Methoden wie Computational Fluid Dynamics (CFD) und die Finite-Elemente-Methode (FEM) verwendet.
- Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt die Untersuchung eines einfacheren Ansatzes zur Optimierung der Flügelparameter von Strahlverkehrsflugzeugen. Die primäre Zielfunktion besteht in der Minimierung des Widerstands, was wiederum den Energieverbrauch des Flugzeugs reduziert. Als alternative Zielfunktion kann die Abflugmasse verwendet werden, die als Ersatzgröße (Proxy) für die direkten Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC) dient.



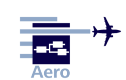


Inhaltsverzeichnis





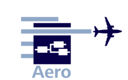
Einleitung





Ziele und Forschungsfrage

- Entwicklung eines fundierten Verständnisses für multidisziplinäre Designoptimierung im Flugzeugentwurf
- Berücksichtigung von Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf (Nullauftriebswiderstand, Wellenwiderstand, induzierter Widerstand und Flügelmasse) zur Modellierung von Wing-MDO in Excel
- Forschungsfrage:
  - Ist es möglich, praxisgerechte, optimale Flügelparameter zu erhalten, wenn statt der numerischen Methoden (CFD und FEM) nur Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf zur Anwendung kommen und der Flugzeugentwurf lediglich durch einen Schneeballfaktor (Mass Growth Factor) berücksichtigt wird?
- Optimierung nur mit Excel-Solver und Ermittlung relevanter Zielfunktionen für Ergebnisse
- Vergleich des zu erstellenden Programms Wing-MDO mit dem bereits vorhandenen Flugzeugentwurfsprogramm OPerA
- Literaturrecherche zur Unterstützung des Vergleichs



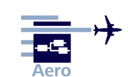


Flügelentwurf optimiert mit Wing-MDO



Beschreibung von Wing-MDO

- Multidisziplinäres Designoptimierungsprogramm
- Ziel: Optimierung der Flügelgeometrie von Strahlverkehrsflugzeugen für geringen Widerstand und minimales Gewicht
- Benutzerfreundliche Excel-Datei
- Berechnung verschiedener Ergebnisse, darunter Flügelmasse, Nullwiderstand, Wellen-widerstand, induzierter Widerstand, Widerstandsbeiwert und Widerstand
- Zwei Flügelmasse-Schätzungsmethoden:
  - Torenbeek-Methode
  - LTH-Methode
- 20 Iterationsschritte zur Flügelmassenermittlung
- Verwendung des Excel Solver als leistungsstarkes Optimierungstool





Beschreibung von Wing-MDO

- Durchführung von Parametervariationen:
  - Zur Untersuchung klassischer Kompromisse beim Flügelentwurf
  - Variierende Parameter: Spannweite, relative Profildicke, Zuspitzung, Pfeilung, Flächen-belastung, Machzahl und Flughöhe
  - Einstellung des Variationsbereichs durch den Benutzer
- Zwei Programmversionen:
  - Wing-MDO-1: Schwerpunkt auf Widerstandsminimierung
  - Wing-MDO-2: Bewältigung der Herausforderungen bei der Minimierung der Abflugmasse





Beschreibung von Wing-MDO

- Wing-MDO-1 Layout (Screenshot):

Wing-Multidisciplinary Design Optimization-1

Parameter	Symbol	Value	Unit	Source
Constant Parameters				
temperature at sea level	T_0	288,15	K	
density at sea level	ρ_0	1,225	kg/m^3	
earth acceleration	g	9,81	m/s^2	
Input Parameters				**Source:**
aircraft name		A320-200		Aircraft is given, then: "Which Airfoil on which Aircraft?" check at http://links.ProfScholz.de => Airfoil
airfoil name		nach OPerA		
Wing mass calculation method		Torenbeek method		
How are aspect ratio, A and span, b calculated?		Given: b, calculated: A		
give span to calculate aspect ratio	b_{given}	34,1	m	Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
give aspect ratio to calculate span	A_{given}	9,5		Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
thickness ratio	t/c	0,12		Excel-Table for OPerA, tab: Estimation of General Parameter
position of maximum thickness	x_t	0,45		Excel-Table for OPerA, tab: Estimation of General Parameter
ratio of relative wing thickness, root over tip	$k_{t/c}$	1,3		Lecture Notes "Aircraft Design"
taper ratio	λ	0,213		Excel-Table for OPerA, tab: Estimation of General Parameter
sweep angle of the 25% line	φ_{25}	25	°	Excel-Table for OPerA, tab: Estimation of General Parameter
equivalent fuselage diameter	d_F	4,04	m	Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
maximum take-off mass	m_{MTO}	73500	kg	Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
operating empty mass	m_{OE}	41244	kg	Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
maximum zero-fuel mass	m_{MZF}	60500	kg	Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
wing loading	m_{MTO}/S_W	600,49	kg/m^2	Excel-Table for OPerA, tab: Airbus sources
wing mass	m_W	5902	kg	
critical Mach number, fix	$M_{crit,fix}$	0,6		
A_wave	A_wave	0,000885		
B_wave	B_wave	3,734		
Mach number	M	0,76		Excel-Table for OPerA, tab: Max. glide Ratio in Cruise
cruise altitude	H	39000	ft	Semicircular flight rules for IFR: e.g. 35000 ft, 36000 ft, 37000 ft ...
		11887	m	
proportion of laminar flow	$k_{laminar}$	0,2		
interference factor	Q	1		
wing with spoilers?		yes		
number of engines on the wing?		2		
is the landing gear mounted on the wing?		no		

Fig. 5.11 Wing loading as a function of maximum take-off mass (data from **Jenkinson 1999**)

M_{crit} for different aircraft models to approximate wave drag

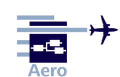
	A320-200	B727-200	B737-800	C-130H	BAe 146
M_{crit}	0,60	0,70	0,60	0,49	0,53

Table 1 Values of A_wave and B_wave for different airplane models to approximate the wave drag

	A320-200	B727-200	B737-800	C-130H	BAe 146
A_wave	0,000885	0,000766	0,001171	0,001201	0,001765
B_wave	3,734	5,257	3,543	3,126	3,457

Symbol | **Calculations** | Iteration of the wing mass | Results Graphs | Drag Optimization | (c)

- Ähnlichkeit in Benutzeroberfläche und Tabellenstruktur von Wing-MDO-1 und Wing-MDO-2





Wing-MDO-1

- Verwendung von Schneeballfaktor $k_{MG,i}$ zur Berechnung der Änderung der Flügelmasse zwischen den Iterationsschritten:

$$k_{MG,i} = \frac{m_{MTO,i}}{m_{MPL}} \quad (1)$$

- Berechnung der neuen Startmasse zwischen den Iterationsschritten:

$$m_{MTO,i+1} = m_{MTO,i} + k_{MG,i} \cdot \left(-m_W + m_{W,i}\right) \quad (2)$$



Wing-MDO-2

- Hauptziel: Problemlösung bei der Abflugmassenminimierung mit Wing-MDO-1
  - Festgestellte Probleme mit Wing-MDO-1:
    - Spannweite tendiert gegen Null
    - Erheblicher Anstieg der relativen Profildicke
  - Ursache: Nichtberücksichtigung von Kraftstoffmasse in der Abflugmassenberechnungs-formel von Wing-MDO-1
- Berechnung der Abflugmasse in Wing-MDO-2 mithilfe des „1. Hauptsatz des Flugzeugentwurfs“:

$$m_{MTO} = m_{MPL}/(1 - m_F/m_{MTO} - m_{OE}/m_{MTO}) \quad (3)$$

- Berechnung der neuen Betriebsleermasse:

$$m_{OE,i+1} = m_{OE,i} + k_{MG,i} \cdot (-m_W + m_{W,i}) \quad (4)$$

- Ergebnisse zeigen, dass sowohl k_{MG} als auch (3) die Flügelmasseänderung überbewerten.
  => Einführung eines Abminderungsfaktors $k_{k,MG}$ in (4):

$$m_{OE,i+1} = m_{OE,i} + k_{k,MG} \cdot k_{MG,i} \cdot (-m_W + m_{W,i}) \quad (5)$$





Wing-MDO-2

- Identifizierung von $k_{k,MG}$, sodass Wing-MDO-2 und OPerA gleiche Spannweite für einen freitragenden Flügel bei der Minimierung der Abflugmasse erreichen => ($k_{k,MG} = 0{,}855$)
- Einführung eines Dämpfungsfaktors $k_{damping}$ in (3) zur Bewältigung von aufschwingender Iteration:

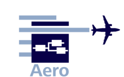
$$m_{MTO,i+1} = m_{MTO,i} + \left(\frac{m_{MPL}}{1 - \left(\frac{m_F}{m_{MTO}}\right)_i - \left(\frac{m_{OE}}{m_{MTO}}\right)_i} - m_{MTO,i} \right) \cdot k_{damping} \qquad (6)$$





Optimierungsergebnisse

- Konkretes Beispiel:
  - Optimierung für freitragenden und abgestützten Flügel basierend auf der Standard-konfiguration der A320-200
- Anwendung der LTH-Methode:
  - Streckungswerte außerhalb des zulässigen Bereichs in diesem Beispiel
    => keine aussagekräftigen Ergebnisse
    => LTH-Methode nicht weiter berücksichtigt
- Torenbeek-Methode gewählt zur Fortsetzung der Optimierung





Optimierungsergebnisse (Wing-MDO-1)

- Ergebnisse der Widerstandsminimierung eines freitragenden Flügels:

	b_{given} [m]	t/c [-]	λ [-]	ϕ_{25} [°]	M [-]	H [m]	A [-]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	D_{min} [N]	% Unterschied des Widerstands nach der Optimierung
f (b)	50,20	-	-	-	-	-	15,57	97214	161,89	11903	**28702**	**-11,54**
f (t/c)	-	0,190	-	-	-	-	9,51	73400	122,23	5876	31236	-3,73
f (λ)	-	-	0	-	-	-	9,30	75110	125,08	6323	31317	-3,48
f (ϕ_{25})	-	-	-	12,50	-	-	9,26	75385	125,54	6395	31731	-2,20
f (M)	-	-	-	-	0,73	-	9,07	77008	128,24	6818	31392	-3,25
f (H)	-	-	-	-	-	6858	9,07	77008	128,24	6818	25224	-22,26
f (b, t/c)	51,11	0,186	-	-	-	-	17,13	91545	152,45	10516	**27320**	**-15,80**
f (b, λ)	50,70	-	0	-	-	-	16,34	94457	157,30	11233	27399	-15,55
f (b, ϕ_{25})	51,17	-	-	9,92	-	-	16,64	94522	157,41	11249	27603	-14,93
f (b, M)	50,85	-	-	-	0,71	-	15,82	98170	163,48	12134	27316	-15,81
f (b, H)	38,98	-	-	-	-	7571	11,06	82537	137,45	8245	25022	-22,88
f (t/c, ϕ_{25})	-	0,186	-	12,09	-	-	9,68	72134	120,12	5544	30720	-5,32
f (b, t/c, ϕ_{25})	52,38	0,180	-	10,66	-	-	18,29	90090	150,03	10155	**26515**	**-18,28**
f (b, ϕ_{25}, M)	52,91	-	-	9,26	0,71	-	17,38	96738	161,09	11788	26005	-19,85
f (t/c, ϕ_{25}, M)	-	0,189	-	11,33	0,72	-	9,70	71980	119,87	5503	29502	-9,07
f (t/c, ϕ_{25}, H)	-	0,138	-	21,54	-	7076	9,28	75240	125,30	6357	25130	-22,55
f (b, t/c, ϕ_{25}, M)	54,74	0,185	-	9,84	0,70	-	19,50	92255	153,63	10691	24789	-23,60
f (b, t/c, ϕ_{25}, H)	42,52	0,149	-	14,45	-	8570	13,22	82157	136,82	8148	**24677**	**-23,94**



Optimierungsergebnisse (Wing-MDO-2)

- Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse eines freitragenden Flügels:

	b_{given} [m]	ϕ_{25} [°]	M [-]	A [-]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{MTO,min}$ [kg]	% Unterschied der Abflugmasse nach der Optimierung
f (b)	35,20	-	-	10,90	113,63	7130	68236	-7,16
f (ϕ_{25})	-	27,50	-	10,16	114,38	6957	68687	-6,55
f (M)	-	-	0,74	10,21	113,82	6817	68353	-7,00
f (b, ϕ_{25}, M)	36,65	6,95	0,73	12,03	111,68	6986	**67065**	**-8,76**



Flügelentwurf optimiert im Flugzeugentwurf mit OPerA

Beschreibung von OPerA

- Entwicklung von OPerA (Optimization in Preliminary Aircraft Design) im Rahmen der Doktorarbeit von Michaela Nita
- Hauptziel: Optimierung des vorläufigen Flugzeugentwurfsprozesses und Bereitstellung einer automatisierten Lösung für das Flugzeugdesign
- OPerA umfasst verschiedene Module wie Parameterschätzungen, Vorläufige Dimensionierung, Flächenabschätzung, Interferenzfaktoren, Widerstandsabschätzung, Massenberechnung, Kraftstoffverbrauchsberechnung, Direktbetriebskostenberechnung und mehr.
- Zwei Arten der Optimierung: integrierte VBA-Algorithmen oder Schnittstelle mit Optimus
- Benutzer kann Steuerungsparameter, freie Parameter und Zielfunktionen (z.B. Kostenminimierung oder Kraftstoffmassereduzierung) festlegen, um optimale Flugzeugparameter gemäß Missions-anforderungen zu ermitteln.



Optimierung eines freitragenden Flügels basierend auf A320-200

- Ergebnisse zur Minimierung der Kraftstoffmasse:

	A [-]	ϕ_{25} [°]	M [-]	b [m]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{F,\,min}$ [kg]	% Unterschied der Kraftstoffmasse nach der Optimierung
f(A)	18,56	-	-	50,24	81669	136,01	11417	13466	-16,18
f(ϕ_{25})	-	21,23	-	34,48	77296	125,15	6659	16045	-0,13
f(M)	-	-	0,72	34,68	76025	126,60	6238	15774	-1,82
f (A, ϕ_{25}, M)	19,88	20,09	0,68	**49,62**	77056	123,83	9920	12674	-21,12

- Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse:

	A [-]	ϕ_{25} [°]	M [-]	b [m]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{MTO,\,min}$ [kg]	% Unterschied der Abflugmasse nach der Optimierung
f (A, ϕ_{25}, M)	12,01	7,04	0,65	**36,65**	111,92	6077	73594	-5,29

- Ergebnisse zur Minimierung der DOC:

	A [-]	ϕ_{25} [°]	M [-]	b [m]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	$C_{DOC,min}$ [€/NM/t]	% Unterschied der DOC nach der Optimierung
f (A, ϕ_{25}, M)	13,22	13,22	0,69	**39,35**	75507	117,06	7650	1,16	-1,98





Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO und OPerA



Wing-MDO im Vergleich zu OPerA

- Ergebnisse zur Minimierung von Widerstand, Kraftstoffmasse, Abflugmasse und DOC eines freitragenden Flügels basierend auf A320-200:

	Zielfunktionen mit % Unterschied nach der Optimierung		b [m]	ϕ_{25} [°]	M [-]	A [-]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]
f (b, ϕ_{25}, M),$_{Wing\text{-}MDO\text{-}1}$	D_{min}	**(-19,85)**	**52,91**	9,26	0,71	17,38	96738	161,10	11788
f (A, ϕ_{25}, M),$_{OPerA}$	$m_{F,min}$	**(-21,12)**	**49,62**	20,09	0,68	19,88	77056	123,83	9920
f (b, ϕ_{25}, M),$_{Wing\text{-}MDO\text{-}2}$	$m_{MTO,min}$	**(-8,76)**	**36,65**	6,95	0,73	12,03	67065	111,68	6986
f (A, ϕ_{25}, M),$_{OPerA}$	$m_{MTO,min}$	**(-5,29)**	**36,65**	7,04	0,65	12,01	73594	111,92	6077
f (A, ϕ_{25}, M),$_{OPerA}$	$C_{DOC,min}$	(-1,98)	**39,35**	13,22	0,69	13,22	75507	117,06	7650

- Vergleichbare Ergebnisse von Wing-MDO und OPerA

- Auswahl abhängig von der spezifischen Zielfunktion:
  - Widerstandsminimierung: Wing-MDO-1 aufgrund schnellerer Berechnungen
  - Minimierung der Abflugmasse (Ersatzgröße für DOC): Wing-MDO-2 geeignet
  - Vollständiger Flugzeugentwurf mit vielen Iterationen und DOC-Berechnung: Verwendung von OPerA



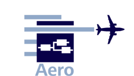


Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO und der Literaturrecherche



Masterarbeit von Hoogervorst 2015

- Titel: Wing Aerostructural Optimization Using the Individual Discipline Feasible Architecture
- Ziel: Minimierung des Widerstands durch die Optimierung der Flügelgeometrie des Airbus A320
- Verwendeter Ansatz: Anwendung der „Individual Discipline Feasible" (IDF)-Architektur zur Lösung eines gradientenbasierten multidisziplinären Designoptimierungsproblems
- Vorteil der IDF-Architektur: Erfordert keine gekoppelte Sensitivitätsanalyse für die gradienten-basierte Optimierung, was eine größere Flexibilität bei der Wahl von Software für disziplinäre Analysen ermöglicht und die Gesamtberechnungskosten reduziert
- Verwendete Softwaretools:
  - Aerodynamik: SU2-Software für Verformung von Oberflächen- und Volumengittern, Berechnung von Strömungseigenschaften und Ableitung von Sensitivitäten
  - Struktur: FEMWET-Software zur Modellierung der statischen aeroelastischen Verformung und aeroelastischen Achse des Flügels



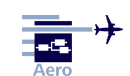


Wing-MDO-1 im Vergleich zu Hoogervorst 2015

- Ergebnisse der Widerstandsminimierung eines freitragenden Flügels erzielt durch Wing-MDO-1 und Hoogervorst 2015:

	$b/2$ [m]	ϕ_{25} [°]	A [-]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	C_D [-]
Wing-MDO-1	**21,26**	14,4	13,22	82157	68,40	8148	**0,0136**
Hoogervorst 2015	**19,57**	20,2	11,55	70948	66,32	8270	**0,0142**
% Differenz	8,64	28,71	14,46	15,80	3,14	1,48	4,23

- Vergleichbare Ergebnisse trotz unterschiedlicher Optimierungsansätze
- Optimierung durch Wing-MDO-1 ist schneller als die in der Studie von Hoogervorst 2015 durchgeführte Optimierung





Effizienter Flügel hoher Spannweite für die nächste Flugzeuggeneration



Effizienter Flügel

- Widerstandswerte: Optimierung vs. Standard A320-200 für freitragende und abgestützte Flügel:

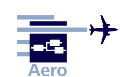
Vergleichswiderstand D [N]

b ≈ 43 m

b ≈ 53 m

	Standardkonfiguration der A320-200	f(b)	f(t/c)	f(ϕ25)	f(M)	f(H)	f(b, t/c, ϕ25, H)
Freitragender Flügelwiderstand	32446	28702	31236	31731	31392	25224	24677
Abgestützter Flügelwiderstand	26347	21067	25996	26079	25410	21305	19890

- Abgestützte Flügel sind effizienter als freitragende Flügel
- Empfohlene Spannweite: 36 m bis 52 m (ICAO-Code D)



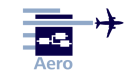


Boeing's Innovatives Flugzeugprojekt (Boeing X-66A)

- Boeing arbeitet an einem Nachfolger für die B737 Max in Kooperation mit der NASA. Dieses Projekt namens „Sustainable Flight Demonstrator“ nutzt das innovative „Transonic Truss-Braced Wing“-Konzept, bekannt als X-66A.
- Boeing X-66A soll mit einem schmalen, abgestrebten Flügel hoher Streckung ausgestattet werden (Spannweite: ca. 52 m).
- Ziel: Reduzierung des Luftwiderstands und Integration effizienterer Komponenten (z. B. Antriebs-systeme)

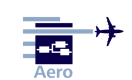


Boeing X-66A (Boeing 2019)





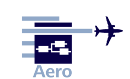
Fazit und Ausblick





Fazit und Ausblick

- Diese Masterarbeit hilft beim Verständnis der Flügeloptimierung im Flugzeugentwurf und zeigt auf, dass praxisgerechte und optimale Flügelparameter erreicht werden können, indem ausschließlich Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf anstelle von numerischen Methoden verwendet werden. Dabei wird der Flugzeugentwurf durch einen Schneeballfaktor (Mass Growth Factor) berücksichtigt.
- Zukünftige Forschungsbemühungen:
  - Identifizierung verschiedener Werte für den Parameter $k_{k,MG}$ zur Erreichung spezifischer Ziele:
    1. Erzielen vergleichbarer Ergebnisse bei der Widerstandsminimierung in Wing-MDO-1 und Wing-MDO-2
    2. Sicherstellen vergleichbarer Ergebnisse zwischen Wing-MDO-2 und OPerA für verschiedene Flugzeugmodelle und eine Vielzahl von Parametern, wobei nicht nur die Spannweite berücksichtigt wird
  - Untersuchung der Integration von abgestützten Flügeln und effizienten Triebwerken in realen Flugzeugdesigns





Kontakt

Houssein.Mahfouz@haw-hamburg.de

http://library.ProfScholz.de

Quote this document:

Mahfouz, Houssein, 2023. *Einfacher Flügelentwurf optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand.* Präsentation der Masterarbeit. Aircraft Design and Systems Group (AERO), HAW Hamburg, 2023-10-30.
Available from: https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2023-10-16.018





Literaturverzeichnis

BARDAN, Roxana, 2023. NASA Issues Award for Greener, More Fuel-Efficient Airliner of Future. NASA
Verfügbar unter: https://go.nasa.gov/3QiFStn
Archiviert als: https://perma.cc/YMC7-QTNP

BOEING, 2019. Spreading our wings: Boeing unveils new Transonic Truss-Braced Wing.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3qXKqeP
Archiviert als: https://perma.cc/5KA2-7HG9

EBNER, Ulrike, 2023. Transonic Truss-Braced Wing heißt nun X-66A. In: Flugrevue, 2023-06-13.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3RXVVxR
Archiviert als: https://perma.cc/BP9N-A8Z2

NITA, Mihaela Florentina, 2013. Contributions to Aircraft Preliminary Design and Optimization. Dissertation. München: Verlag Dr. Hut.
Verfügbar unter: https://purl.org/aero/NITA_DISS_2013

SEBAYANG, Andreas, 2023. Boeing und Nasa wollen "Sustainable Flight Demonstrator" bis 2030 in die Luft bringen. Airliners.de.
Verfügbar unter: https://bit.ly/48Wf09H
Archiviert als: https://perma.cc/2LJX-UL8G